

УДК 621.455.4; 629.78

## **Анализ многоразового лунного транспортного корабля, использующего ядерную энергетическую установку**

**Леб Х.В.<sup>1</sup>, Могулкин А.И.<sup>2\*</sup>, Обухов В.А.<sup>2\*\*</sup>, Петухов В.Г.<sup>2\*\*\*</sup>, Попов Г.А.<sup>2\*\*\*</sup>**

<sup>1</sup>*JustusLiebigUniversitat, I. Physikalisches Institut, Giessen, Germany*

<sup>2</sup>*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),*

*МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия*

*\*riame@sokol.ru*

*\*\*riame@sokol.ru.*

*\*\*\*vgpetukhov@gmail.com*

*\*\*\*\*riame@sokol.ru*

### **Аннотация**

Рассматривается многоразовый лунный транспортный корабль (МЛТК) с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ), который должен осуществить несколько замкнутых перелетов между низкой околоземной орбитой (НОО) (высотой 800 км) и низкой селеноцентрической орбитой (НСО) (высотой 100 км) для транспортировки компонентов постоянно функционирующей обитаемой лунной базы. При старте с НОО космический аппарат (КА) должен иметь массу 61.8 тонн, в том числе 25 тонн полезной нагрузки (ПН). ЯЭУ массой 20 тонн обеспечивает 1 МВт электрической мощности. Она оснащена четырьмя двигательными блоками (ДБ) по 10 ионных двигателей (ИД) в каждом. 28 ИД будут создавать суммарную тягу 18.2 Н, потребляя 840 кВт электроэнергии. На один перелет расходуется 10.8 тонн ксенона.

Разрабатываемый высокочастотный ИД (ВЧИД) ВЧИД–45 с диаметром ионизатора в 49 см должен обладать следующими характеристиками: потребляемая входная мощность – 35 кВт, удельный импульс тяги – 7000 с, ресурс – 50000 часов.

Проведенный анализ МЛТК показал, что он может обеспечить доставку 128.5 тонн ПН на НСО или 57.4 тонн ПН на поверхность Луны за пять перелетов в течение 7 лет, причем для обеспечения этих операций требуется доставка на НОО 205,2 тонн ПН, что в 2...3.5 раза меньше, чем при использовании транспортной системы без электроракетных двигателей (ЭРД).

Ключевые слова: высокочастотный ионный двигатель, многоразовый лунный транспортный корабль, низкая околоземная орбита, селеноцентрическая орбита, ядерная электроракетная двигательная установка

## **Введение**

В середине 2010 года Президент Российской Федерации одобрил разработку космической ЯЭУ мощностью 1 МВт. В комбинации с ЭРД большой мощности, может быть разработан уникальный транспортный КА, позволяющий осуществлять транспортные операции, которые до сих пор были невозможны или, по крайней мере, не рациональны.

Такой транспортный аппарат может являться элементом транспортной системы постоянно действующей обитаемой лунной базы. За время своего активного существования порядка 50000 часов, такой КА может осуществлять перелеты с НОО высотой 800 км на НСО высотой 100 км, обеспечивая доставку 25–

тонного лунного посадочного аппарата (ЛПА) с ПН, и возвращение на НОО за следующим грузом.

Вследствие увеличения массы ПН при увеличении удельного импульса используемого двигателя и отсутствия недостатка мощности, предусматривается использование двигателей с удельным импульсом тяги порядка 7000 с, который до настоящего времени на практике пока не реализован.

С начала 2011 года в НИИ ПМЭ МАИ (г. Москва) проводится разработка 45–см ИД. Далее в статье описывается проект МЛТК на его основе, включая результаты проектно–баллистического анализа.

## **1. Описание космического аппарата**

Ядерная электроракетная двигательная установка (ЯЭРДУ) включает в себя блок ядерного реактора и четыре кластера по десять ИД в каждом. На отлетном участке траектории (перелет с НОО на НСО), лунный посадочный аппарат является ПН для МЛТК. Естественно, что МЛТК возвращается на НОО без ПН.

### ***1.1. Космическая ядерная энергетическая установка***

Вследствие необходимости обеспечить вырабатываемую электрическую мощность в 1 МВт, ЯЭУ должна быть построена с использованием: реактора на быстрых нейтронах с обогащенным ураном 235, турбомашинного преобразователя тепловой энергии в электрическую с рабочим циклом Брайтона и электрических генераторов. На главной шине генераторов должно обеспечиваться положительное напряжение в 4.5 кВ, которое необходимо для питания ИД. При этом напряжении ИД должен иметь удельный импульс тяги в 7000 с. Такая архитектура ЯЭУ дает

большую экономию массы системы электропитания и управления двигателями в расчете на единицу мощности [1].

К настоящему моменту еще не принято решение будут ли в ЯЭУ для сброса излишков тепловой мощности в окружающее пространство использованы радиаторы излучательного типа или перспективные более легкие капельные холодильники–излучатели.

В расчетах при дальнейшем анализе ограничимся условной массой ЯЭУ в 20 тонн.

### ***1.2. Ионные двигатели***

Из известных типов ЭРД только ИД могут обеспечить удельный импульс тяги в 7000 с при гарантированном ресурсе в 50000 часов. При выборе типа ИД сравнивались ИД с разрядом постоянного тока, активно используемые в США, а также в европейских программах (двигатели Т5 и Т6), с ИД с ВЧ разрядом (ВЧИД) (типа RIT). ВЧИД было отдано предпочтение вследствие некоторых технических, технологических и эксплуатационных преимуществ [2]. Двигатели типа RIT успешно прошли апробацию в летно–космических испытаниях на европейских КА EURECA и ARTEMIS.

На рисунке 1 показан разрез ВЧИД–45, выбранного для проекта МЛТК [2]. По расчетам газоразрядная камера (ГРК) должна иметь диаметр 48.6 см и потреблять ВЧ мощность порядка 2,5 кВт. Расчетная потребляемая мощность двигателя 35 кВт.

ГРК имеет оптимизированную форму и выполнена из керамики. ВЧ индуктор, запитываемый от ВЧ генератора (ВЧГ), расположен вокруг ГРК и служит для ввода

ВЧ мощности на частоте 700 кГц в разряд для получения ионизованной плазмы. В ГРК возбуждается самостоятельный ВЧ разряд [3].

Ионно–оптическая система (ИОС) двигателя содержит два перфорированных электрода (сетки) с 8500 соосными отверстиями, через которые из плазмы извлекаются и ускоряются ионы. Ток формируемого таким образом ионного пучка составляет 7 А. На выходе из двигателя ионный пучок компенсируется по объемному заряду путем инъекции электронов из катода–нейтрализатора.

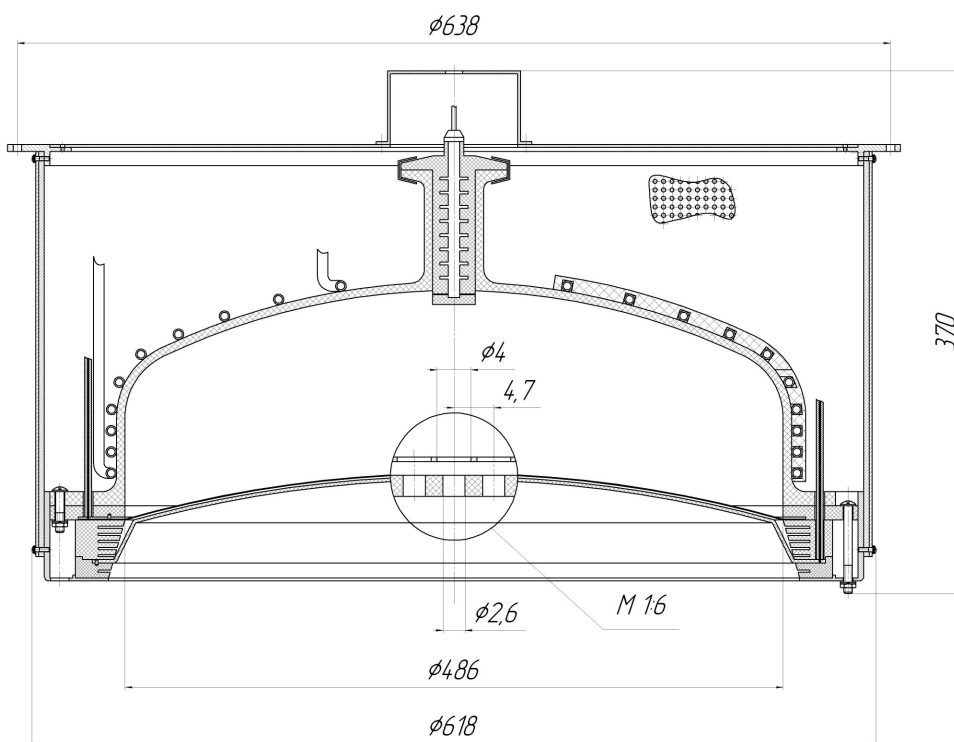


Рисунок 1 – Конструкция ВЧИД–45, разработанного в МАИ

Геометрия ИОС была оптимизирована расчетным путем с использованием экспериментальных данных, полученных на ранее разработанных двигателях и подтвержденных математическим моделированием. Другие законы масштабирования двигателей типа RIT были установлены при рассмотрении семи различных двигателей с диаметрами ГРК от 2 см до 35 см. Проектные

характеристики двигателя ВЧИД–45 (см. Таблицу 1) были рассчитаны (с точностью до нескольких процентов) на основе законов подобия [2] по анализу характеристик семейства двигателей RIT размерностью от 2 до 35 см.

Ресурс двигателя типа ВЧИД ограничен эрозией ускоряющего электрода (УЭ) под действием бомбардировки ионами перезарядки, образующимися в ИОС и зоне нейтрализации пучка ионов. Для увеличения ресурса УЭ выполнен из 2 мм материала типа «углерод – углерод». Режим работы двигателя ВЧИД–45 по плотности ионного тока был выбран с учетом результатов ресурсных испытаний двигателей RIT–10 и RIT–22. Расчет показывает, что на этом режиме может быть обеспечен ресурс 50000 часов.

Таблица 1

Проектные характеристики двигателя ВЧИД–45

|   |                                  |
|---|----------------------------------|
| Диаметр двигателя   | 62 см                            |
| Длина двигателя   | 37.0 см                          |
| Масса двигателя *   | 25 кг                            |
| Диаметр ГРК   | 48.6 см                          |
| Число отверстий в сетке   | 8583                             |
| Диаметр отверстия   | 4.0 мм                           |
| Давление разряженного газа  | $1.5 (2.15) \times 10^{-4}$ Торр |
| Расход ксенона *  | 11.3 (16.1) мг/с                 |
| ВЧ мощность   | 1.85 (2.65) кВт                  |
| Положительное высокое напряжение  | +4.5 кВ                          |
| Отрицательное высокое напряжение  | –0.5 кВ                          |
| Ток пучка   | 7.0 (10.0) А                     |
| Входная в двигатель мощность *  | 33.4 (47.7) кВт                  |
| Энергопотребление двигателя *   | 35.0 (50.0) кВт                  |
| Тяга  | 0.758 (1.08) Н                   |
| Удельный импульс тяги *   | 6880 с                           |
| Тяговый КПД **  | 78.6%                            |
| Ресурс *  | 56,500 (27,700) часов            |
| * без нейтрализатора  |                                  |
| ** включая все потери энергии, потери в нейтральном газе и с учетом расхождения пучка |                                  |

### *1.3. Многоразовый лунный транспортный корабль с ЯЭУ*

На рисунке 2 показано, что ядерный реактор с теневой защитой расположен в носовой части МЛТК. За ним расположены преобразователь энергии и радиатор для сброса тепла. В центральной части располагается топливный бак с ксеноном массой 6 % от массы ксенона, блок телеметрии, блок управления и т.д., объединенные в один отсек совместно со стыковочным устройством для ПН, т.е. ЛПА с химической ДУ. ЛПА содержит, кроме ПН, двухкомпонентную ДУ с удельным импульсом тяги 330 с для посадки и предпосадочного маневрирования, а также систему управления и контроля. Вместе с ЛПА к МЛТК доставляется запас рабочего тела для следующей транспортной операции по маршруту «НОО – НСО – НОО». Ксеноновые баки ЯЭРДУ заправляются после стыковки.

Предполагается, что масса заправленного МЛТК будет составлять 25 тонн.

Сценарий миссии (см. ниже) предполагает, что после завершения работы МЛТК будет оставлен на НСО. Таким образом, ПН в последнем рейсе может быть увеличена на величину массы ксенона, требуемого для возвращения МЛТК на НОО.

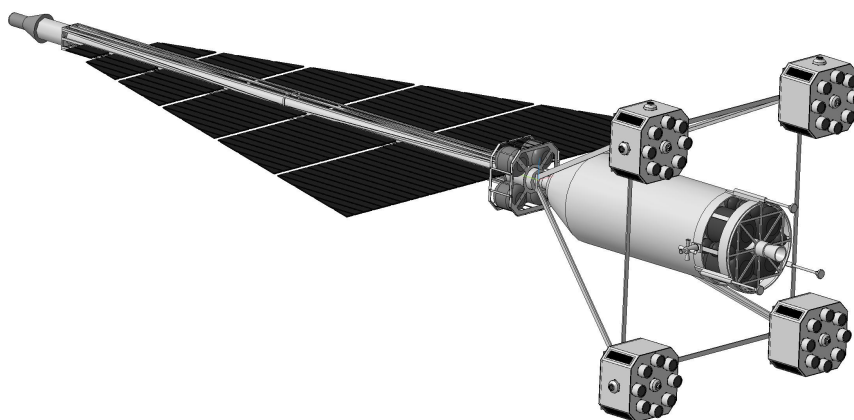


Рисунок 2 – Концепция МЛТК с ЯЭРДУ мощностью 1 МВт в носовой части, четырьмя блоками двигателей ВЧИД–45 и стыковочным устройством для ЛПА в кормовой части [2]

На корме МЛТК с ЯЭРДУ расположены четыре блока с ИД. Каждый блок включает 6 работающих двигателей и два резервных двигателя, расположенных по кругу. В центре располагается полый катод–нейтрализатор. Все источники ионов и электронов установлены в задней части модулей, содержащих систему преобразования и управления, ВЧГ и блоки управления расходом. На двух сторонах каждого модуля размещены управляющие ИД (см. Рисунок 2).

Таким образом, используются в общей сложности 40 ИД. 24 из них производят номинальную тягу в 18.2 Н, потребляют 840 кВт энергии и требуют 50.7 тонн ксенона для своей работы на протяжении всей миссии. Массовая сводка МЛТК представлена в таблице 2.

Таблица 2

Массовые характеристики МЛТК с ЯЭРДУ для реализации замкнутого перелета с НОО высотой 800 км на НСО высотой 100 км и обратно

|   |       |
|---|-------|
| Сборка из 40 ВЧИД– 45 *   | 2.25  |
| 4 топливных бака  | 0.65  |
| Конструкция 4 ДБ**  | 2.80  |
| Система ЭРД   | 5.7   |
| ЯЭУ   | 20    |
| Центральный отсек***  | 0.3   |
| Сухая масса ЯЭРДУ   | 26    |
| Масса ПН  | 25    |
| Топливо (на один замкнутый перелет)   | 10.84 |
| Масса заправленного КА (на НОО)   | 61.84 |
| * включая ВЧ генератор, систему преобразования, систему контроля расхода, нейтрализатор, электронику, кабели и т.д. |       |
| ** включая систему терморегулирования, трубопроводы для рабочего тела, и т.д.                                       |       |
| *** включая стыковочное устройство для ПН, систему управления, телеметрическую систему и т.д.                       |       |



## 2. Траектории малой тяги для перелетов с НОО на НСО

МЛТК с ЯЭРДУ, описанный выше, должен выполнить несколько замкнутых перелетов по маршруту «НОО – НСО – НОО» для доставки компонентов будущей постоянно действующей обитаемой лунной базы.

Траектории малой тяги к Луне в отличие от траекторий большой тяги, входят в лунную сферу Хилла через горловину в окрестности точки либрации L1 (см. Рисунок 3). Чем меньше величина реактивного ускорения, тем уже горловина из-за необходимости увеличения константы Якоби МЛТК до критического уровня за ограниченное время, пока МЛТК остается в лунной сфере Хилла. Таким образом, траектории малой тяги к Луне должны проходить вблизи точки либрации L1, и мы можем считать, что перелет с малой тягой между околоземными и селеноцентрическими орбитами включает две фазы: перелет «околоземная орбита – L1» и «L1 – селеноцентрическая орбита».

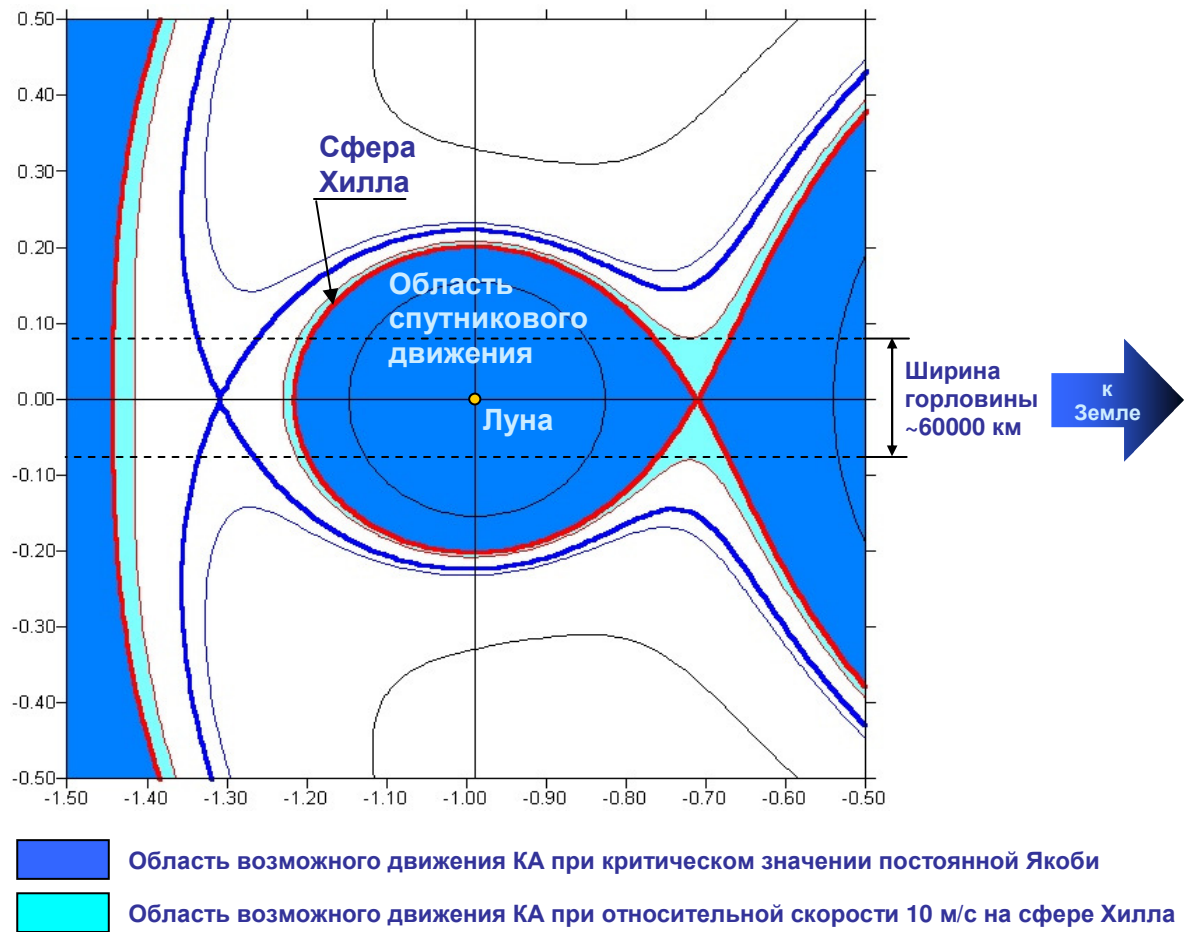


Рисунок 3 – Сфера Хилла и области возможного движения КА в ограниченной задаче трех тел

Оскулирующая орбита точки либрации L1 является эллиптической как в геоцентрической, так и в селеноцентрической системах координат (см. Рисунок 4).

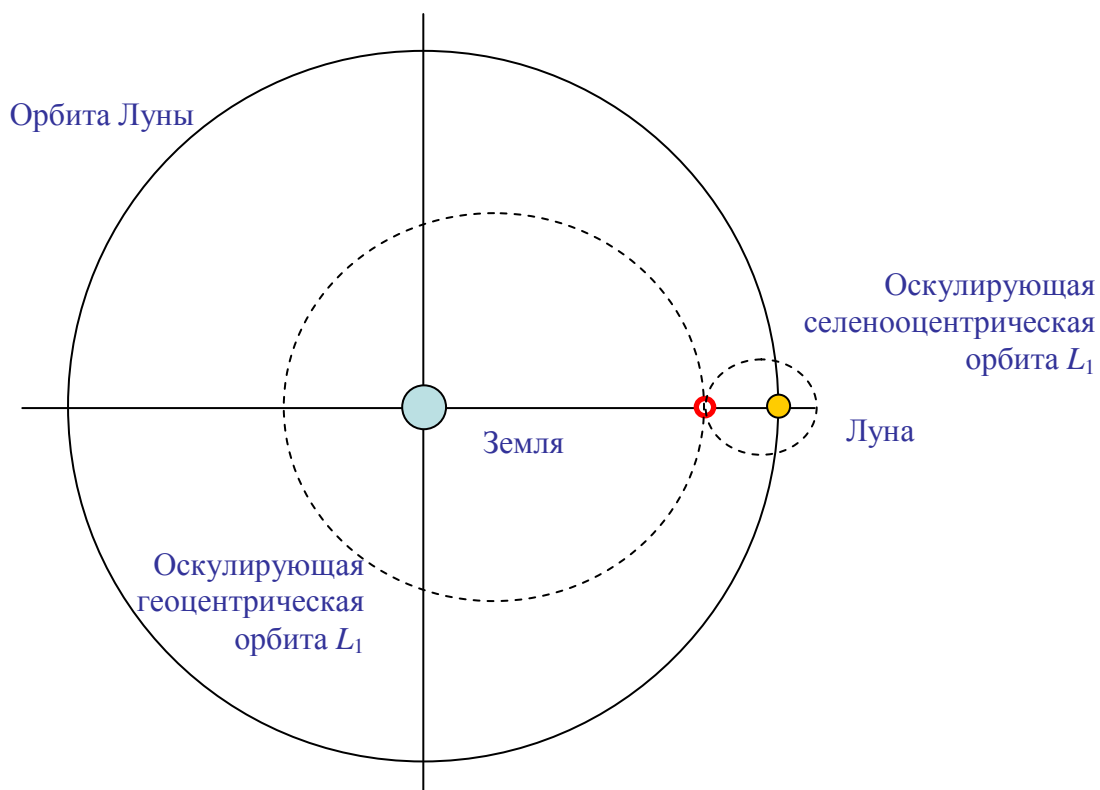


Рисунок 4 – Схема оскулирующих геоцентрической и селеноцентрической орбит  $L_1$

Радиус перигея геоцентрической оскулирующей орбиты точки либрации  $L_1$  лежит в диапазоне 139958.67...151605.69 км, а радиус апогея – 302756.80...345305.84 км. Эксцентриситет изменяется в диапазоне от 0.332666 до 0.420817, а наклонение – от  $18.1351^\circ$  до  $28.7223^\circ$ . Истинная аномалия радиуса геоцентрической оскулирующей орбиты точки либрации  $L_1$  лежит в диапазоне  $173.2454...186.7365^\circ$ . Радиус перицентра селеноцентрической оскулирующей орбиты точки либрации  $L_1$  лежит в диапазоне 9299.85...9674.29 км, а радиус апоцентра – 53817.53...61381.12 км. Эксцентриситет изменяется в диапазоне от 0.695259 до 0.735513, а наклонение – от  $18.1351^\circ$  до  $28.7223^\circ$ . Истинная аномалия радиуса селеноцентрической оскулирующей орбиты точки либрации  $L_1$  лежит в диапазоне  $178.3732^\circ...181.6206^\circ$ .

Пусть имеется некоторый алгоритм управления тягой ЭРДУ с обратной связью, который обеспечивает перелет между эллиптической и круговой орбитами, то есть имеется алгоритм расчета требуемого направления вектора тяги, обеспечивающий перелет КА с текущей орбиты на заданную круговую орбиту. Предположим, что этот алгоритм является устойчивым по отношению к действующим возмущениям. Тогда можно применить этот алгоритм следующим образом.

Для расчета траектории между околоземной орбитой и точкой L1 будем осуществлять расчет траектории МЛТК в обратном времени от точки L1 до заданной круговой околоземной орбиты с использованием вектора тяги с направлением, противоположном вычисленному с использованием этого алгоритма управления с обратной связью. Для выполнения такого расчета, необходимо зафиксировать время пересечения точки L1  $t_{L1}$  и выбрать массу МЛТК в точке L1  $m_{L1}$ . В результате интегрирования уравнений движения в обратном времени вычисляется масса МЛТК на начальной околоземной орбите  $m_0$ . Таким образом, процедура обратного интегрирования позволяет определить зависимость  $m_0(m_{L1})$ , и необходимо подобрать значение  $m_{L1}$  для получения необходимого значения  $m_0$ . Таким образом, расчет траектории перелета «околоземная орбита – точка L1» сводится к однопараметрической краевой задаче.

Для вычисления траектории перелета между точкой либрации L1 и заданной селеноцентрической орбитой будем проводить прямой расчет траектории перелета МЛТК с использованием алгоритма управления с обратной связью и вычисленными

на предыдущем шаге  $t_{L1}$  и  $m_{L1}$ . Таким образом, вычисление этой части траектории сводится к задаче Коши.

Следовательно, для вычисления траектории между круговыми околоземной и селеноцентрической орбитами с использованием малой тяги достаточно разработать устойчивый алгоритм управления с обратной связью для КА, осуществляющих перелет между эллиптической и круговой орбитами. Этот подход представлен в [9–11].

Квазиоптимальное управление с обратной связью (КОУСОС) основано на использовании заранее вычисленных оптимальных решений для многовитковых траекторий перелета с малой тягой между эллиптической и круговой орбитами за минимальное время. Оптимальные решения вычисляются на трехмерной сетке каждый узел которой характеризуется собственным набором значений радиусов перицентра, апоцентра и наклона начальной орбиты. Для решения задачи оптимального быстрогодействия используются равноденственные орбитальные элементы, принцип максимума и численное усреднение уравнений оптимального движения [4]. В отличие от [4], используется метод продолжения [5, 6] для решения краевой задачи с принципом максимума. Метод продолжения позволяет существенно расширить область сходимости и надежно вычислять оптимальные решения для различных граничных условий и параметров КА.

В общем случае оптимальные многовитковые перелеты с малой тягой между некомпланарными эллиптическими орбитами были рассмотрены в [6]. В работе [12], с помощью численных методов из [5, 6], представлено решение частной, но практически очень важной задачи вывода КА на круговую орбиту с начальной

эллиптической орбиты. Точнее, представлено решение задачи перелета за минимальное время по многовитковой траектории с малой тягой между некомпланарными эллиптическими и круговыми орбитами в центральном ньютоновском гравитационном поле. Предполагается, что скорость истечения рабочего тела из двигателя остается постоянной, то есть предполагается постоянство тяги и удельного импульса тяги во время работы двигателя. Вектор тяги может иметь любое направление, которое выбирается из условия оптимальности. Предполагается, что начальная линия апсид лежит в плоскости конечной орбиты. Такого рода граничные условия характерны для КА, выводимых на высокие круговые орбиты, в частности, на геостационарную орбиту. Конечно, рассматриваемая задача является обратимой, так как полученные результаты применимы также для перелета с начальной круговой орбиты на конечную эллиптическую орбиту.

Представленный в [9–12] КОУСОС обеспечивает сходимость траектории к конечной круговой орбите не только в случае движения в центральном ньютоновском гравитационном поле, но и в случае возмущенного движения.

Рассматриваемый подход использования КОУСОС для расчета квазиоптимальных траекторий перелета между круговыми НОО и НСО достаточно надежен, но есть два случая, которые приводят к отсутствию сходимости метода. Во–первых, когда тяга слишком мала, никакое управление не сможет противодействовать относительно большим возмущающим силам. Во–вторых, когда величина тяги слишком велика, высота перицентра орбиты КА может опуститься ниже минимально допустимого значения (ниже нуля на селеноцентрическом

участке и ниже высоты условной границы верхней атмосферы Земли на геоцентрическом участке траектории). Введение пассивных участков в районе апоцентра орбит (где орбитальная скорость низкая) позволяет избежать этого вырождения. Мы используем следующее условие для введения пассивных участков:

$$V_{orb} < k \left( \frac{P}{m} \right) T_{orb} \text{ и } |t - t_{L1}| > \Delta t^*,$$

где  $V_{orb}$  и  $T_{orb}$  – текущие значения орбитальной скорости и периода, соответственно,  $P$  – тяга,  $m$  – масса КА,  $t$  – текущее время,  $k$  и  $\Delta t^*$  – эмпирические коэффициенты например,  $k = 0.5$  и  $\Delta t^* = 0.2$  суток).

Рисунки 3 и 4 представляют примеры квазиоптимальных траекторий перелета КА с круговой геоцентрической орбиты радиусом 42164 км и наклонением  $51.6^\circ$  на полярную круговую селеноцентрическую орбиту высотой 100 км. КА имеет массу 100 тонн в точке либрации L1, удельный импульс тяги равен 6000 с, тяга – 10 Н (рисунок 5) или 100 Н (рисунок 6).

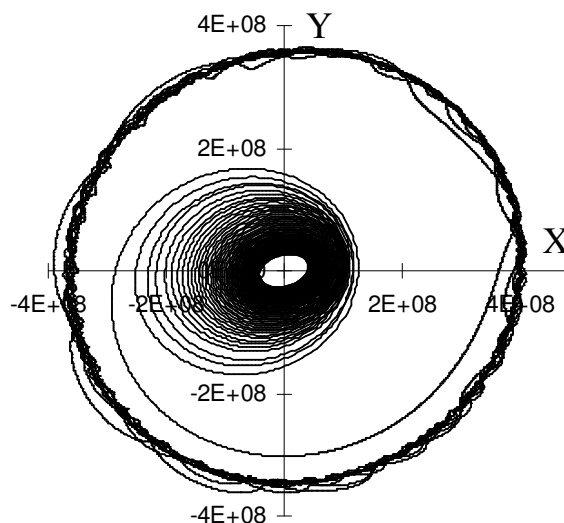


Рисунок 5 – Проекция траектории перелета между Землей и селеноцентрической орбитой на экваториальную плоскость при тяге 10 Н, параметры по осям представлены в метрах

Траектория на рисунке 6 имеет один пассивный участок в начале селеноцентрической траектории (пунктирная линия) для того, чтобы избежать пересечения с лунной поверхностью.

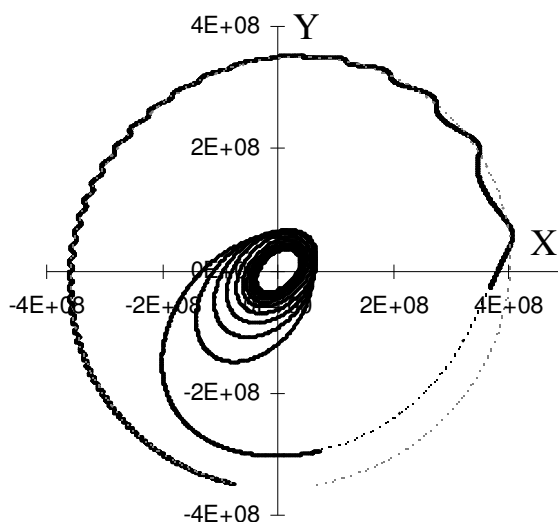


Рисунок 6 – Проекция траектории перелета между геоцентрической и селеноцентрической орбитами на экваториальную плоскость при тяге 100 Н, параметры по осям представлены в метрах

### 3. Предварительное исследование МЛТК

На основе разработанной методики, описанной в разделе 2, проведен предварительный анализ МЛТК.

При анализе использованы следующие основные проектно–баллистические параметры:



- Начальная НОО – круговая, высота – 800 км, наклонение – 51.6°:
- Конечная круговая НСО, высота – 100 км, наклонение – 90°:
- Основные параметры ЭРДУ:
  - удельный импульс тяги – 7000 с;
  - тяга –  $24 \times 0.758 \text{ Н} = 18.192 \text{ Н}$ ;
  - энергопотребление двигателей –  $24 \times 35 \text{ кВт} = 840 \text{ кВт}$ ;
  - ресурс – 56500 часов.

Массовая сводка МЛТК представлена в таблице 1. Удельная масса ЭРДУ, включая ЯЭУ, составляет 29.82 кг/кВт.

#### Сценарий миссии:

1. Выведение МЛТК на НОО;
2. Выведение на НОО ПН и топливного модуля;
3. Сближение и стыковка МЛТК с ПН и топливным модулем;
4. Перелет МЛТК с ПН на НСО с использованием ЯЭУ;
5. Отстыковка модуля ПН на НСО;
6. Возвращение МЛТК на НОО с использованием ЯЭУ и отстыковка отработанного топливного модуля;
7. Повторение пунктов 2 – 7 в течение срока активного существования ЯЭУ.

Каждый участок перелета «НОО – НСО» включает три фазы:

1. Спиральная раскрутка с НОО на высокую круговую геоцентрическую орбиту (круговая орбита высотой 20000 км и наклонением 51.6°) с использованием тангенциальной тяги;

2. Квазиоптимальный перелет с высокой круговой геоцентрической орбиты в окрестность точки либрации Луны L1;

3. Квазиоптимальный перелет от точки L1 на НСО.

Первая фаза должна быть осуществлена как можно быстрее в связи с необходимостью быстрейшего пролета в радиационных поясах.

Каждый участок обратного перелета по маршруту «НСО – НОО» также включает три этапа:

1. Квазиоптимальный перелет с НСО в окрестность точки либрации L1.

2. Квазиоптимальный перелет от точки L1 на высокую круговую геоцентрическую орбиту;

3. Участок спиральной скрутки с высокой круговой геоцентрической орбиты на НОО с использованием тангенциальной тяги.

Были рассмотрены широкие диапазоны изменения удельных масс (6...40 кг/кВт) и удельных импульсов тяги (2000...10000 с) ЭРДУ. Основные результаты представлены на рисунках 7–9. Рисунки 7 и 8 показывают зависимость массы топливного модуля и начальной массы МЛТК на НОО от удельного импульса тяги и удельной массы ЭРДУ.

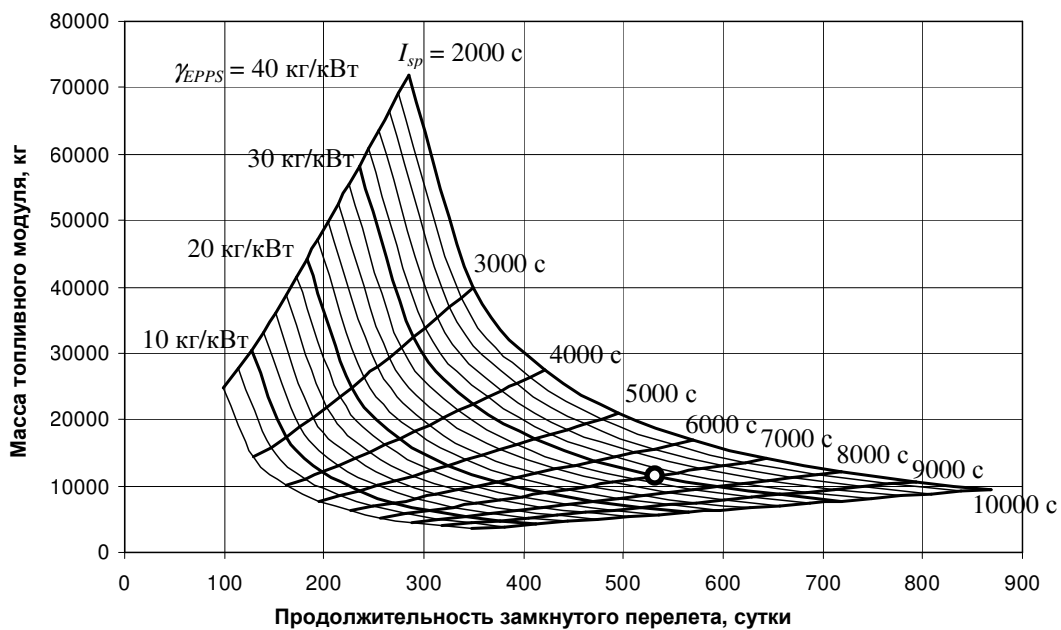


Рисунок 7 – Зависимость массы топливного модуля от удельного импульса тяги и удельной массы ЭРДУ

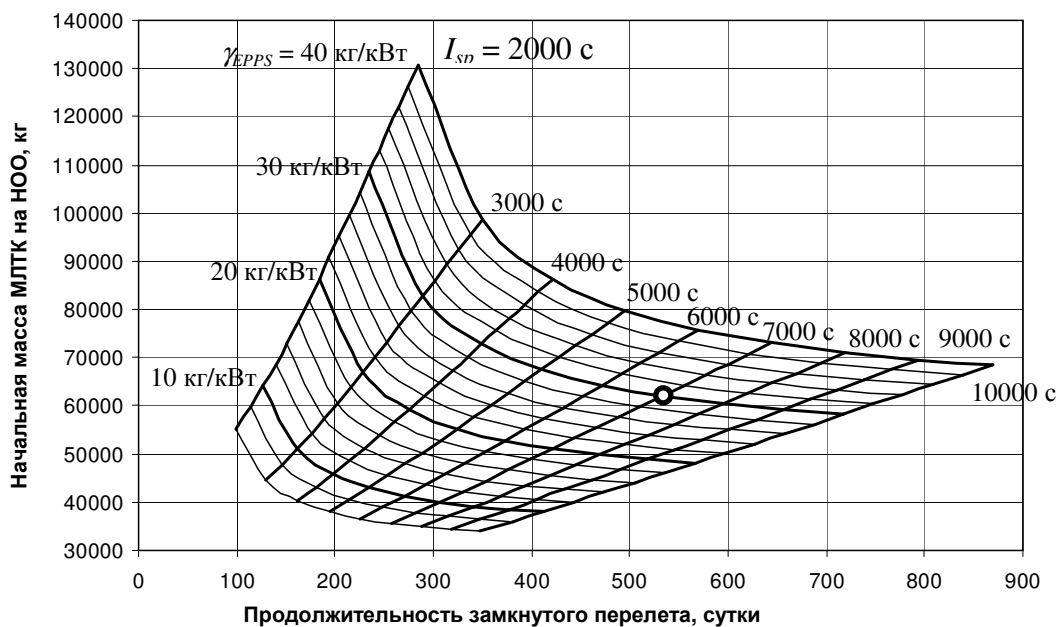


Рисунок 8 – Зависимость начальной массы МЛТК на НОО от удельного импульса тяги и удельной массы ЭРДУ

Рисунок 9 представляет интерполированную зависимость оптимального удельного импульса ЭРДУ от удельной массы ЭРДУ и продолжительности

перелета. Удельный импульс ЭРДУ 7000 с (пунктирная линия на рисунок 9) является практически оптимальным для продолжительности перелета порядка 300 суток, если удельная масса ЭРДУ равна 10 кг/кВт и при продолжительности перелета порядка ~500 суток, если удельная масса ЭРДУ равна 30 кг/кВт. Уменьшение продолжительности перелета ведет к уменьшению оптимального удельного импульса, тогда как уменьшение удельной массы ЭРДУ, наоборот, ведет к росту оптимального удельного импульса.

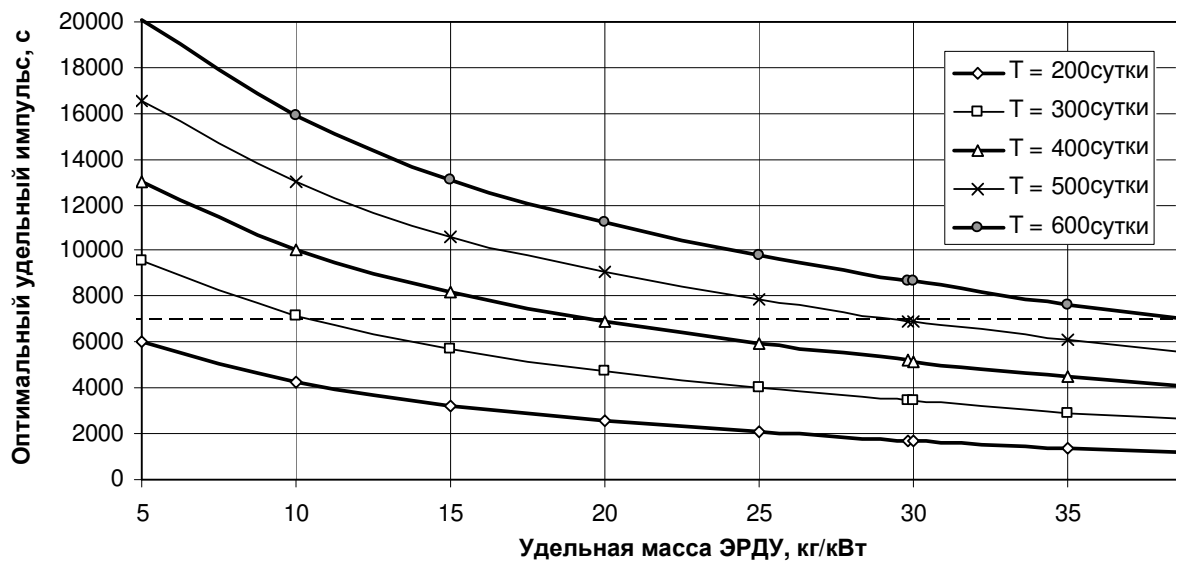


Рисунок 9 – Зависимость оптимального удельного импульса ЭРДУ, как функция удельной массы ЭРДУ и продолжительности перелета

Использованная в расчетах удельная масса ЭРДУ (29.82 кг/кВт) обеспечивает следующие параметр миссии:

- стартовая масса МЛТК на НОО – 61838.8 кг;
- требуемая масса ксенона – 10838.5 кг, включая 7337.9 кг на перелет на НСО и 3500.6 кг для возвращения на НОО;

- масса заправленного топливного модуля – 11488.8 кг;
- время работы двигателей за один замкнутый перелет – 11355.7 часов, включая 7688.0 часов для перелета на НСО и 3667.7 часов для возвращения на НОО;
- продолжительность замкнутого перелета – 532.4 суток (время перелета на НСО – 353.1 суток, возвращения на НОО – 179.3 суток);
- максимальное число перелетов на НСО – 5 (после последнего перелета МЛТК остается на НСО);
- потребный ресурс ЭРДУ – 53111.0 часов;
- суммарная масса ПН, доставляемой на НСО – 128500 кг (в последнем перелете масса ПН больше на 3500 кг, так как нет необходимости в ксеноне на обратный перелет);
- суммарная масса, доставляемая на НОО с Земли – 205193 кг;
- отношение суммарной массы ПН на НСО к суммарной массе, доставляемой на НОО – 0.6262;
- суммарное время работы – 6.8 года плюс продолжительность операций на НОО и НСО.

В качестве типовой ПН МЛТК рассматривается ЛПА с модулем ПН для обитаемой лунной базы. Примем удельный импульс ЛПА равным 330 с, требуемую величину характеристической скорости для посадки на поверхность Луны с НСО равной 2000 м/с, отношение сухой массы ЛПА к стартовой массе без ПН – 0.2. В этом случае суммарная масса модулей ПН, доставляемых на поверхность Луны,

будет равна  $4 \times 11170 \text{ кг} + 12734 \text{ кг} \approx 57400 \text{ кг}$  (отношение общей сухой массы ПН к суммарной массе, доставляемой на НОО равно  $\sim 0.28$ ).

## Выводы

В работе рассмотрен МЛТК с ЯЭУ для доставки тяжелых ПН на НСО или на поверхность Луны. ЯЭУ состоит из ядерного источника энергии мощностью 1 МВт и четырех кластеров ВЧИД45, по 10 двигателей в каждом. Проведенный анализ показал, что МЛТК может обеспечить доставку 128.5 тонн ПН на НСО (что соответствует 57.4 тонн ПН на поверхности Луны) за  $\sim 7$  лет, совершив за это время пять перелетов на НСО, при этом на НОО требуется доставить суммарную массу 205.2 тонн. Следует отметить, что в случае использования обычных химических ДУ для доставки такой же ПН к Луне требуется вывести 400...700 тонн на НОО (низкая масса на НОО соответствует кислородно-водородным ДУ, а большая соответствует высококипящим двухкомпонентным ДУ). Таким образом, МЛТК с ЯЭУ уменьшает требуемый грузопоток на НОО в 2–3.5 раза.

Работа выполнена при поддержке Гранта Правительства Российской Федерации № 11.G34.31.0022 для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования; при государственной поддержке комплексных проектов по созданию высокотехнологичных производств, выполняемых с участием высших учебных

заведений по Договору № 02.G25.31.0072, Гранта Президента Российской Федерации по поддержке ведущих научных школ Российской Федерации НШ–143.2012.8.

## **Библиографический список**

1. Афанасьев, И. Ядерный космос в России [Текст] // Новости космонавтики. – 2010. – № 2, с.44-47.
2. Loeb, H.W. Design of High–Power High–Specific Impulse RF–Ion Thruster [Text] / H.W. Loeb, D. Feili, G.A. Popov, V.A. Obukhov, V.V. Balashov, A.I. Mogulkin, V.M. Murashko, A.N. Nesterenko, S. Khartov // Paper IEPC–2011–290, 32 International Electric Propulsion Conference. – 2011, 11–15 September. – Kurhaus, Wiesbaden, Germany. – 8 p.
3. Loeb H.W. State–of–the–Art of the RIT – Ion Thrusters and Their Spin–offs [Text] / H.W. Loeb, J. Freisinger, K.H. GraA. Scharmann // IAF–88–258, 39 International Astronautical Congress. – 1988, 8–15 October. – Bangalore, India.
4. Sackett L.L., Malchow, T.N., Edelbaum T.N. Solar Electric Geocentric Transfer with Attitude Constraints: Analysis ,NASA CR–134927. – 1975.
5. Petukhov V.G. One Numerical Method to Calculate Optimal Power–Limited Trajectories // IEPC–95–221. – 1995. – Moscow.
6. Петухов В.Г. Оптимизация многовитковых траекторий перелета между некомпланарными эллиптическими орбитами [Текст] / Космические исследования. – 2004. – т. 42, № 3. – С. 260–279.

7. Konstantinov M.S. Spacecraft Insertion into High Working Orbits Using Light-Class Launcher and Electric Propulsion [Text] / M.S. Konstantinov, V.G. Petukhov // 17 International Symposium on Space Flight Dynamics: Proceedings. – 2003, V. 2. – Moscow.
8. Konstantinov M.S. Easy Engineering Technique of Optimal Electric Propulsion Trajectory Estimation [Text] / M.S. Konstantinov V.G. Petukhov // IAC-06-C4.4.06, 57 International Astronautical Congress. – 2006, 2–6 October. – Valencia, Spain. – 11 p.
9. Petukhov V.G. Robust Suboptimal Feedback Control for Low-Thrust Transfers Between Noncoplanar Elliptical and Circular Orbits [Text] / V.G. Petukhov V.V. Svtina // 3 European Conference for Aero-Space Science, EUCASS-2009. – 2009, 6–9 July. – Versailles, France. – 8 p.
10. Петухов В.Г. Проектно-баллистический анализ лунного транспортного космического аппарата с электроракетной двигательной установкой [Текст] // XXXIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. – 2009, 26–30 января. – Москва, 1 с.
11. Ивашкин В.В. Определение траектории перелета КА от Земли к Луне с малой тягой при использовании орбиты захвата Луной [Текст] / В.В. Ивашкин, В.Г. Петухов // XXXIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. – 2009, 26–30 января. – Москва, 1 с.



12. Петухов В.Г. Квазиоптимальное управление с обратной связью для многовитковых перелетов с малой тягой между некомпланарными эллиптической и круговой орбитами [Текст] // Космические исследования. – 2011. – т. 49, № 2. – С.121–130.